

旋转尾翼火箭测试平台平衡滚速分析与弹道设计

李波, 张旭, 陈强洪, 赵平, 董严, 曾飞

(中国工程物理研究院总体工程研究所, 四川 绵阳 621999)

摘要: **目的** 分析旋转尾翼对火箭测试平台平衡滚速的影响, 基于旋转尾翼式火箭测试平台开展飞行弹道设计。**方法** 以旋转尾翼火箭测试平台为例, 分析旋转尾翼、箭体和滚动轴承间的受力, 建立旋转尾翼火箭测试平台箭体和尾翼滚转通道动力学模型, 分析旋转尾翼不对称性、不同摩擦力系数时旋转尾翼对平台箭体平衡滚速的影响关系, 并以倾斜有轨发射旋转尾翼火箭测试平台为例, 开展弹道设计与仿真。**结果** 采用旋转尾翼设计, 当滚转等效舵偏较大时, 能够降低固定尾翼平台平衡滚速。随着滚转等效舵偏的增加, 箭体的平衡滚速不会持续增加, 箭体的平衡滚转速度将稳定在 4.4 rad/s 左右。旋转尾翼轴承摩擦力系数显著影响旋转尾翼对箭体平衡滚速的抑制作用。经过弹道设计仿真, 箭体的平衡滚速为 4.01 rad/s, 满足试验载荷对转速的需求。**结论** 旋转尾翼能够有效抑制箭体的平衡滚速, 基准弹道设计满足飞行试验要求。

关键词: 旋转尾翼; 火箭测试平台; 动力学模型; 平衡滚速; 弹道设计

中图分类号: TJ013

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2021)03-0070-07

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2021.03.012

The Balancing Rotating Speed Analyses and Trajectory Design of Rolling Tail Rocker Projectile

LI Bo, ZHANG Xu, CHEN Qiang-hong, ZHAO Ping, DONG Yan, ZENG Fei

(Institute of Systems Engineering, China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621999, China)

ABSTRACT: In order to analyze the effect of rotating tail roll speed on the rockets balance, trajectory design is launched based on the rocket projectile. In this paper, rotating tail rocket as an example, the rotating tail, the projectile and the rolling bearing force are analysed, rotating tail the rockets play body and tail roll channel dynamics model are established, and the influence of rotating tail, with asymmetry, and different coefficients of friction, on the rockets play body balance between the rolling speeds. And rocket projectile with inclined rail launch rotary tail as an example, trajectory design and scale aeromodelling are launched. Larger rolling as simulation. The simulation results show that the rotational tail design can reduce the balanced roll of the fixed tail body from 4.64 rad/s to 4.16 rad/s. With the increase of the equivalent rudder deviation, the balanced roll speed of the projectile body will not increase continuously, but will be stable at about 4.4 rad/s. The friction coefficient of the rotating tail fin bearing has a great influence on the restraining effect of the rotating tail fin on the balanced rolling speed of the projectile body. The balance roll speed of the projectile body is 4.01 rad/s, which meets the requirement of the experimental load for the speed after trajectory design and simulation. The rotating tail can effectively restrain the balanced rolling speed of the projectile body,

收稿日期: 2021-02-03; 修订日期: 2021-02-15

Received: 2021-02-03; Revised: 2021-02-15

作者简介: 李波 (1992—), 男, 硕士, 助理工程师, 主要研究方向为飞行动力学与控制。

Biography: LI Bo(1992—), Male, Master, Assistant engineer, Research focus: flight dynamics and controls.

引文格式: 李波, 张旭, 陈强洪, 等. 旋转尾翼火箭测试平台平衡滚速分析与弹道设计[J]. 装备环境工程, 2021, 18(3): 070-076.

LI Bo, ZHANG Xu, CHEN Qiang-hong, et al. The balancing rotating speed analyses and trajectory design of rolling tail rocker projectile[J]. Equipment environmental engineering, 2021, 18(3): 070-076.

and the standard trajectory design meets the requirements of flight test.

KEY WORDS: rotating tail; rocket projectile; flight dynamics model; balancing rotating speed; trajectory design

火箭测试平台是一种依靠火箭发动机将有效载荷投送至预定区域的飞行器, 能够为有效载荷提供一种特定的飞行环境剖面, 已经大量应用于科学研究^[1-8]。再入环境测量火箭测试平台的飞行试验可同步获取再入自由飞行状态下脉动压力、温度、过载等再入力热环境数据及振动、噪声等结构响应数据, 为再入飞行力热环境特性研究提供有效数据^[9-11]。

对于无控式火箭测试平台, 在平台飞行过程中, 由于风干扰、气动、质量和推力等不确定性偏差等, 会产生绕纵轴的滚转力矩。由于加工、装配等误差因素无法预知, 因此在飞行中会产生的不确定滚转力矩也无法预知, 进一步会导致平台旋转角速度不可预知, 且无法设计。再入环境测量火箭测试平台箭体旋转还会由于马格努斯力和下洗延迟力矩等因素造成平台的极限圆锥摆运动, 对平台射程和精度造成不利影响^[12], 平台的滚转速度也有一定设计要求^[13]。因此, 火箭测试平台弹道设计是飞行试验的重要环节, 平台飞行力热环境模拟能力对试验结果具有重要影响^[14]。

目前, 火箭测试平台多采用尾翼进行稳定、低速旋转来减小一些非对称因素的影响, 从而提高平台的性能。尾翼的不对称偏差是产生气动滚转力矩主要来源, 因此无控式平台尾翼的设计成为关键。为了使固定式直尾翼的加工、装配等偏差产生的滚转力矩不影响平台在飞行过程中箭体的旋转, 采用自由旋转尾翼消除或降低平台不希望有的滚转力矩, 当尾翼受到不对称洗流作用时, 尾翼可随之滚转, 可以有效减小反向滚转力矩, 以实现尾翼的滚转力矩与箭体旋转相隔离。这种方式近几年来已引起人们极大的关注, 滚转尾翼的研究主要集中于滚转控制方面。张晓旻等^[15]设计了一型滚转尾翼, 结果表明, 滚转尾翼方案是解决两级串联飞行器助推飞行段滚转控制问题的有效途径, 成功用于飞行试验。张晓旻等^[16]验证了某鸭式布局试飞器采用自由滚转尾翼方案的可行性, 滚转尾翼可有效减小诱导滚动力矩, 实现通过鸭舵进行全弹滚转控制的目的。余奇华等^[17]对旋转尾翼鸭式布局导弹绕流流场进行了数值模拟, 计算结果表明, 尾翼旋转对全弹纵向特性影响较小, 对横向特性影响较大, 滚转力矩随转速的增大而增大。雷娟棉等^[18]分析了鸭式布局导弹的滚转耦合机理, 结果表明, 尾翼自旋是实现鸭舵/尾翼气动解耦, 使鸭舵进行滚转控制的有效措施。综上所述, 对有控旋转尾翼弹, 旋转尾翼的目的为隔离箭体和尾翼滚转, 以实现滚转通道稳定控制; 对于无控旋转尾翼火箭弹, 旋转尾翼的目的为隔离尾翼偏差等因素引起的箭体滚转。因此, 有必要开

展旋转尾翼对箭体平衡滚速影响因素分析, 为旋转尾翼设计和旋转尾翼火箭测试平台弹道设计提供理论参考。

文中以旋转尾翼式无控火箭测试平台为例, 建立旋转尾翼式稳定火箭测试平台箭体、尾翼滚转通道动力学方程, 分析旋转尾翼不对称偏差、轴承摩擦力矩系数等因素对箭体平衡滚速速度的影响。最后, 以倾斜有轨发射旋转尾翼式火箭测试平台为例, 开展基准弹道设计与仿真。

1 旋转尾翼滚转动力学模型

旋转尾翼将套在喷管上的壳体罩设计成可绕平台体轴旋转, 直尾翼安装在尾翼座上, 在尾翼座和喷管的配合面之间安装特质的滚珠轴承。位于喷管扩张段后端的轴承, 用衬圈与轴向档环来固定。直尾翼与尾翼座可以相对于喷管转动。旋转尾翼机构如图 1 所示, 尾翼片安装在环形尾翼座上, 尾翼座通过滚转轴承与箭体之间相连接, 箭体和尾翼之间可以相对转动, 以实现尾翼和箭体之间的滚转相互隔离, 进而完成尾翼和箭体滚转通道的解耦。该轴承只传递俯仰和偏航力矩, 不传递或减小尾翼不对称引起的的滚转力矩^[19]。

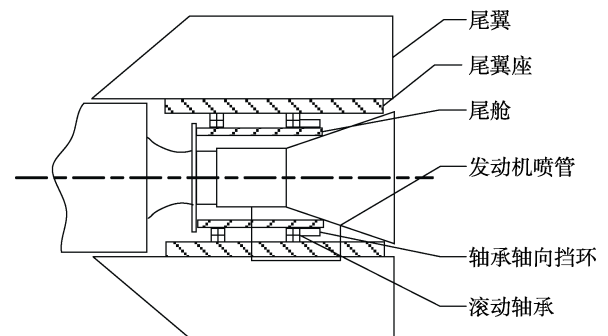


图 1 旋转尾翼机构

Fig.1 Diagram of rotating tail mechanism

固定尾翼火箭测试平台在飞行期间, 滚转运动不一定处于平衡状态, 而是有一个逐渐变化的过程, 平台飞行中滚转动力学方程如式所示。

$$J_x \frac{d\omega_x}{dt} = M_x + M_{\bar{\omega}_x} \quad (1)$$

式中: ω_x 为平台滚转角速率; J_x 为平台转动惯量; M_x 为气动滚转力矩; $M_{\bar{\omega}_x}$ 为滚转阻尼力矩。公式表示固定尾翼时平台的滚转通道动力学模型, 此时尾翼的旋转角速度与箭体相同, 尾翼不对称滚转力矩全作用于箭体上。

对于旋转尾翼，尾翼的滚转通道与箭体的滚转通道是相互解耦的，二者之间的旋转关系通过尾翼和箭体间轴承摩擦力传递。因此，采用旋转尾翼火箭测试平台首先需要对箭体和尾翼相互作用力和力矩进行分析，然后对旋转尾翼平台的滚转通道动力学分开建模：平台箭体和尾翼两部分。

在飞行过程中，旋转尾翼与箭体之间的相互作用力包含：滚动轴承的摩擦力、轴向力和法向力。其中，轴向力和法向力对滚转通道无直接主动作用，但轴向力和法向力的大小会影响滚动轴承的摩擦力，进而改变箭体与尾翼之间的相对旋转。旋转尾翼方案滚转通道尾翼和箭体间接触力和最大静摩擦力矩计算方法如式（2）—（7）所示。

$$n_y = qSC_n / (m_1 + m_2)g_0 \tag{2}$$

$$N_2 = 2qSC_{n2} \tag{3}$$

$$N_r = |N_2 - m_2g_0n_y| \tag{4}$$

$$N_a = qSC_{a2} + m_2g_0n_x \tag{5}$$

$$N = XN_r + YN_a \tag{6}$$

$$M_f = \mu NR \tag{7}$$

式中： n_y 为平台的法向过载； n_x 为平台轴向过载； C_n 为平台的法向力系数； m_1 为箭体质量； m_2 为尾翼质量； N_2 为尾翼产生的法向力； C_{n2} 为尾翼法向力系数； N_r 为尾翼与轴承间的径向力； N_a 为尾翼与轴承间的轴向力； C_{a2} 为尾翼轴向力系数； X 为轴承径向动载系数； Y 为轴承轴向动载系数； N 为尾翼与轴承间的接触力； μ 为轴承摩擦力矩系数； R 为尾翼与轴承间接触力作用半径； M_f 为尾翼与轴承间的最大静摩擦力矩。动载系数可参考文献[20]进行选取。

箭体与尾翼的滚转力矩与箭体和尾翼的相对旋转角速度相关，在箭体和尾翼不同旋转角速度下，尾翼与轴承间的最大静摩擦力矩关系如式（8）所示。

$$M_{f1} = \begin{cases} \mu NR & \omega_{x2} > \omega_{x1} \\ -\mu NR & \omega_{x2} < \omega_{x1} \\ J_{x1}(M_x + M_{\bar{\omega}_x}) / (J_{x1} + J_{x2}) & \omega_{x2} = \omega_{x1} \end{cases} \tag{8}$$

式中： ω_{x1} 为箭体的滚转角速率； ω_{x2} 为尾翼的滚转角速率； M_{f1} 为箭体受轴承的滚转摩擦力矩； J_{x1} 为箭体绕纵轴的转动惯量； J_{x2} 为尾翼绕箭体纵轴的转动惯量。

根据箭体和尾翼间轴承相互作用力关系，有尾翼受轴承的滚转摩擦力矩 M_{f2} 为：

$$M_{f2} = -M_{f1} \tag{9}$$

此时，箭体和尾翼的滚转动力学方程分别为：

$$J_{x1} \frac{d\omega_1}{dt} = M_{f1} \tag{10}$$

$$J_{x2} \frac{d\omega_2}{dt} = M_x + M_{\bar{\omega}_x} + M_{f2} \tag{11}$$

式（10）和式（11）表示箭体和尾翼滚转通道的

动力学方程。

2 旋转尾段对火箭测试平台平衡滚速影响分析

2.1 固定尾翼平台滚转角速率仿真

采用固定尾翼，假设由于尾翼加工和安装误差产生的等效滚转舵偏为 0.05° 时，仿真结果如图 2 和图 3 所示。从图 3 中可以看出，在 8 s 之前，滚转力矩大于滚转阻尼力矩，滚转角速率持续增加至 5.246 rad/s 。在前 8 s 内，随着滚转角速度增加，滚转阻尼力矩增加，此后滚转阻尼力矩大于滚转力矩，滚转角速率逐渐减小，在 20 s 以后稳定在平衡转速（ 4.64 rad/s ）附近。此时滚转力矩与滚转阻尼力矩相平衡，后续飞行过程滚转角速度稳定。

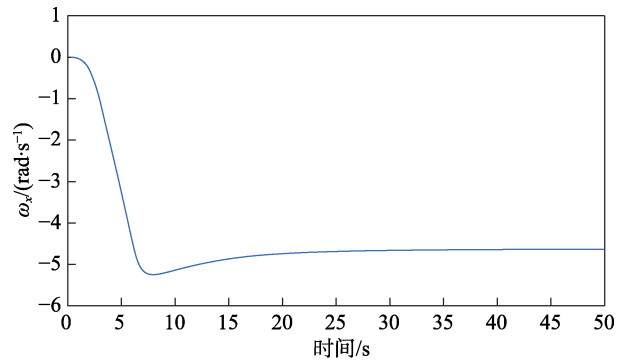


图 2 固定尾翼滚转角速度
Fig.2 Rotating speed of fixed tail

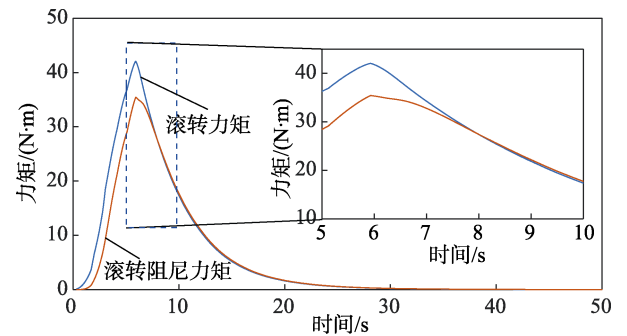


图 3 滚转通道力矩

Fig.3 Moment of rotating channel (roll damping moment)

各种不确定性偏差引起的不同等效舵偏箭体平衡滚速的变化如图 4 所示。从图 4 可知，采用固定尾翼时，不同等效舵偏的平衡滚转角速度差异较大。当等效滚转舵偏为 0.08° 时，平衡转速为 7.45 rad/s ，且达到平衡转速的时间也较长。从平衡滚速与等效舵偏的趋势看，箭体的平衡滚速会随着等效舵偏的增加而持续增加。因此在无法评估不确定性偏差带来的等效滚转舵偏时，将无法准确分析平台的平衡滚速。

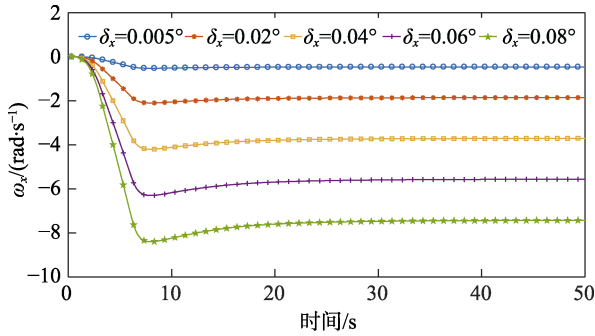


图 4 固定尾翼不同等效舵偏滚转角速度

Fig.4 Different equivalent rudder roll angle velocity of fixed tail

2.2 旋转尾翼滚转角速率仿真

当采用旋转尾翼设计、由于尾翼加工和安装误差产生等效滚转舵偏为 0.05° 时,仿真结果如图 5 和图 6 所示。从图 5 中可以看出,采用旋转尾翼后,箭体的滚转角速度无先增加后减小收敛的过程,而是逐渐增加直至平衡转速;尾翼的滚转角速度与固定尾翼变化几乎一致,先增加后减小收敛至平衡转速。相比于图 2,采用旋转尾翼后,箭体转速过度至平衡转速的过度时间明显减少。图 6 中的滚转阻尼力矩也是逐渐与滚转力矩相平衡,无先增后减的过程。采用旋转尾翼箭体的平衡转速 (4.16 rad/s) 小于固定尾翼 (4.64 rad/s)。结果表明,尾翼的旋转能耗散部分气动滚转能量,以实现尾翼与箭体滚速相互隔离的作用。

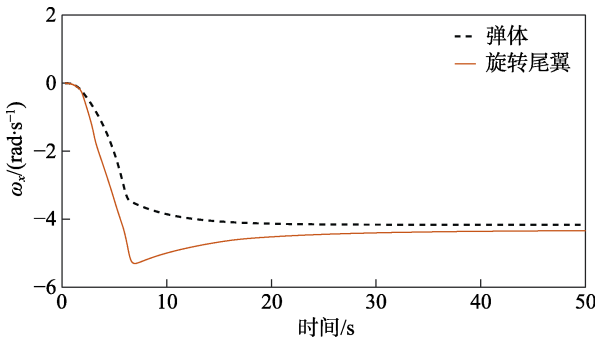


图 5 旋转尾翼滚转角速度

Fig.5 Rotational angular speed of tail fin

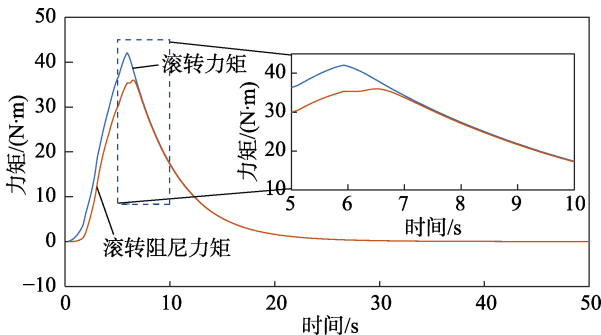


图 6 旋转尾翼滚转通道力矩

Fig.6 Moment of rolling channel of rotating tail fin

各种不确定性偏差引起的不同等效舵偏箭体平衡滚转角速度的变化如图 7 所示。由图 7 可知,在等效滚转舵偏小于 0.06° 时,箭体平衡滚转角速度差异较大;当等效滚转舵偏大于 0.06° 时,随着等效滚转舵偏的增加,箭体平衡滚速的变化很小,最后均稳定在 4.3 rad/s 左右。因此,在无法评估不确定性偏差带来的等效滚转舵偏时,在等效滚转舵偏小于 0.06° 内,平衡转速随着等效滚转舵偏的增加而加大。当等效滚转舵偏大于 0.06° 后,箭体的平衡滚转速度会稳定在 4.4 rad/s 以下,且不会随着等效滚转舵偏的增加而增大,即当等效舵偏较大时,采用旋转尾翼可有效控制弹体滚转角速度。

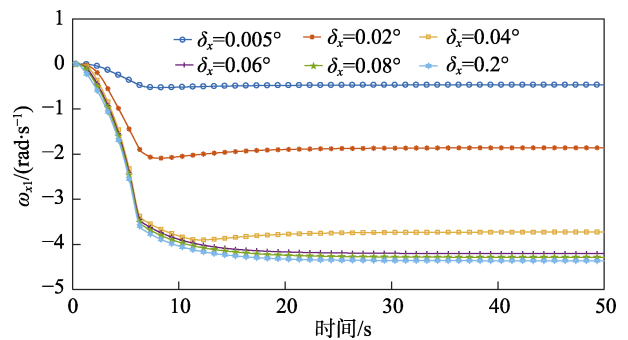


图 7 不同等效滚转舵偏箭体滚转角速度

Fig.7 Roll angle velocity of deflector with different equivalent roll rudder

各种不确定性偏差引起的不同等效舵偏尾翼平衡滚速的变化如图 8 所示。从图 8 中可以看出,随着等效滚转舵偏的增加,尾翼的旋转角速度持续增加。结合图 7 可知,等效滚转舵偏的增加将大幅增加尾翼的平衡转速,正是由于旋转尾翼与箭体之间滚转轴承的滚转隔离作用,箭体的平衡转速增加到一定值后将维持稳定。

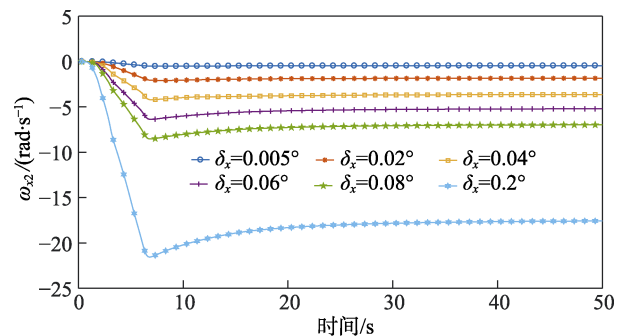


图 8 不同等效滚转舵偏尾翼滚转角速度

Fig.8 Roll angle velocity of tail fin with different equivalent roll rudder

不同滚动轴承摩擦力系数时箭体和尾翼的旋转角速度如图 9 和图 10 所示。图 9 和图 10 所呈现的趋势与图 7 和图 8 一致,箭体的滚转角速度随着摩擦力系数的增加而增加至一定值后将维持稳定。图 10 的

尾翼滚转角速度可以表示为气动滚转力矩引起的旋转。可以看出,在不同摩擦力系数情况下,尾翼的滚转角速度变化和平衡转速几乎相同,均为 4.64 rad/s 左右。而箭体的平衡滚速则随着摩擦力系数的增加而增加,直至与尾翼的平衡滚速一致。

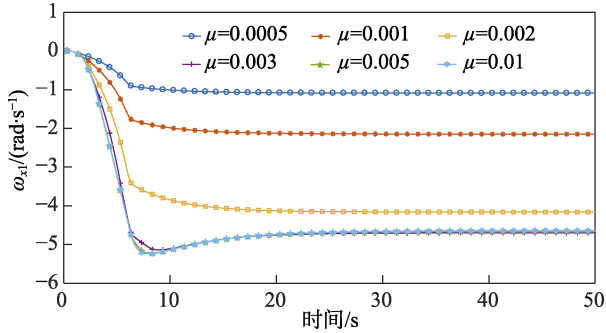


图9 不同摩擦力系数箭体滚转角速度

Fig.9 Roll angle velocity of projectile with different friction coefficient

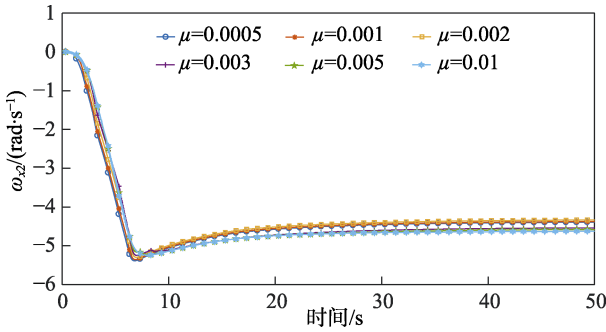


图10 不同摩擦力系数尾翼滚转角速度

Fig.10 Roll angle velocity of tail fin with different friction coefficient

对比固定尾翼和旋转尾翼的箭体平衡转速分析,结果表明,旋转尾翼设计能够有效隔离箭体和尾翼之间的滚转,可在由于加工、装配等误差因素引起飞行中产生较大滚转力矩时,有效抑制箭体的最大平衡滚

速,达到箭体和尾翼滚转通道相互隔离的目的。此外,旋转尾翼轴承的摩擦力系数对箭体的平衡滚速影响较大,减小摩擦力系数(减小轴承加工和装配误差)能更有效抑制箭体平衡滚转。

3 基准弹道设计与仿真

在上述分析中,研究了旋转尾翼对平台平衡滚速的影响。基于上述旋转尾翼设计开展火箭测试平台基准飞行弹道设计与仿真。根据飞行试验任务需求,方案飞行弹道设计主要考虑模拟载荷飞行段再入力热环境特征的需要:落地速度不小于 2 Ma,同时兼顾试验场地射程要求。依据火箭测试平台总体设计,将飞行弹道划分为主动段、被动段和载荷飞行段,确定初始弹道倾角为 80°,飞行剖面设计如图 11 所示。

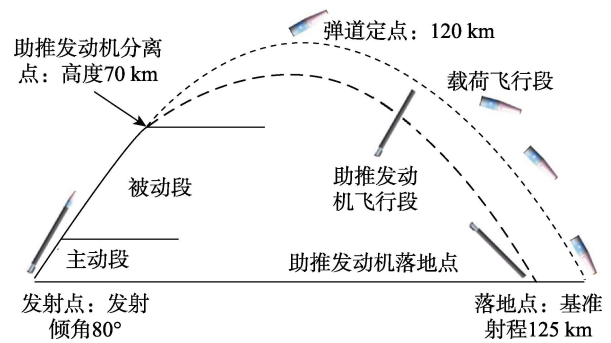


图11 飞行剖面

Fig.11 Sketch of flight profile

完整的飞行动力学方程组可参考文献[21],倾斜轨道段动力学模型参考文献[22]中倾斜有轨发射动力学方程。在 MATLAB 中自编程序,采用四阶龙格库塔[23]求解动力学方程组。假设由于尾翼加工和安装误差产生等效滚转舵偏为 0.05°,基准弹道设计仿真结果如图 12 所示。

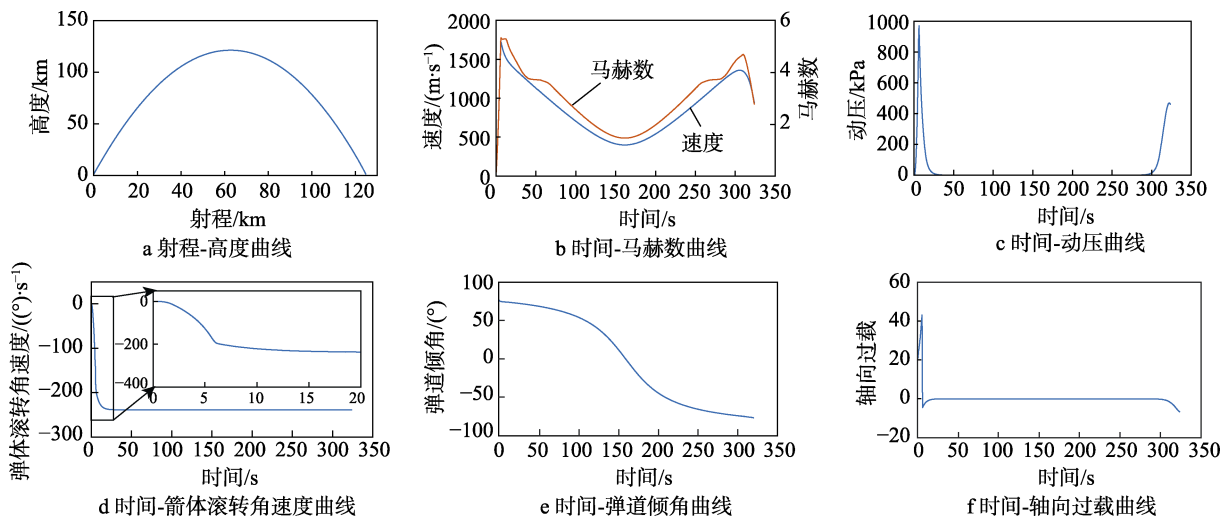


图12 基准弹道参数曲线

Fig.12 Curves of standard trajectory parameter: a) range-height; b) time-mach; c) time-dynamic pressure; d) time-body roll angle velocity; e) time-trajectory inclination; f) time-axial overload

平台飞行射程为 125 km、最大飞行高度为 120 km, 飞行时间为 324 s, 平台轴向过载达 42g, 最大动压约 980 kPa, 最大马赫数为 5.4, 经分析可知, 在结构可承载范围内。最后, 箭体滚转角速度稳定在 4.01 rad/s 以下, 试验载荷落地马赫数为 2.76, 满足试验载荷对转速和落地马赫数的要求。弹道设计结果可为再入力学环境测试飞行试验提供有效再入复合飞行环境。

4 结论

文中以旋转尾翼无控火箭测试平台为例, 分析了旋转尾翼火箭测试平台尾翼、箭体和轴承间受力关系, 建立了旋转尾翼火箭测试平台箭体和尾翼旋转动力学模型, 分析了旋转尾翼不对称性、不同摩擦系数时旋转尾翼对平台箭体平衡滚速的影响。根据飞行试验载荷需求, 开展了基准弹道设计与分析。仿真结果表明: 相同条件下, 采用旋转尾翼设计, 能够降低固定尾翼箭体的平衡滚速; 旋转尾翼能够有效抑制由于各种不确定性造成的气动滚转力矩对箭体平衡滚速的影响; 基准弹道设计箭体平衡滚速稳定在 4.01 rad/s 以下, 试验载荷落地马赫数为 2.76, 满足试验载荷对滚转角速度和落地马赫数的要求。

参考文献:

- [1] DOLVIN D. Hypersonic international flight research and experimentation HIFiRE fundamental science and technology development strategy[C]//15th AIAA international space planes and hypersonic systems and technologies conference. Dayton, Ohio: AIAA, 2008.
- [2] 周建兴, 余文学. HIFiRE 项目进展概述及其飞行试验特点分析[J]. 战术导弹技术, 2016(6): 11-20.
ZHOU Jian-xing, SHE Wen-xue. Overview of HIFiRE Program and Analysis of the Flight Experiment Methods[J]. Tactical missile technology, 2016(6): 11-20.
- [3] ROGER L K, DAVID A. HIFiRE-1 background and lessons learned[C]// 50th AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition. Nashville, Tennessee: AIAA, 2012.
- [4] ROGER L K. Aerothermal design for the HIFiRE-1 flight vehicle[C]// 38th fluid dynamics conference and exhibit. Seattle, Washington: AIAA, 2008.
- [5] DAVID A, ROGER L K. HIFiRE-1 flight trajectory estimation and initial experimental results[C]// 17th AIAA international space planes and hypersonic systems and technologies conference. San Francisco, California: AIAA, 2011.
- [6] DAVID A, HANS A, MYLES F. HIFiRE-1: Payload design, manufacture, ground test, and lessons learned[C]// 16th AIAA/DLR/DGLR international space planes and hypersonic systems and technologies conference. Bremen, Germany: AIAA, 2009.
- [7] ROGER L K, DAVID A. HIFiRE-1 preliminary aerothermodynamic measurements[C]// 41st AIAA fluid dynamics conference and exhibit. Honolulu, Hawaii: AIAA, 2011.
- [8] ROGER L K, DAVID A, ALLAN P, et al. HIFiRE-1 ascent-phase boundary-layer transition[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2015,52(1): 217-230.
- [9] 康甜. 远程火箭弹高弹道飞行温度环境分析[J]. 装备环境工程, 2017, 14(5): 16-20.
KANG Tian. Temperature environment for high trajectory flight of long range rocket projectile[J]. Equipment environmental engineering, 2017, 14(5): 16-20.
- [10] GURBER M, JACKSON K, EKULND D. Instrumentation and analysis plans for the HIFiRE flight 2 experiment[C]// 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE joint propulsion conference & exhibit. Denver, Colorado: AIAA, 2009.
- [11] 杨庆涛, 周宇, 袁先旭, 等. MF-1 模型飞行试验表面压力与温度测量技术研究[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(5): 732-741.
YANG Qing-tao, ZHOU Yu, YUAN Xian-xu, et al. Surface pressure and temperature measurement technology in MF-1 modelling flight test[J]. Acta aerodynamica sinica, 2017, 35(5): 732-741.
- [12] 陈亮, 刘荣忠, 郭锐, 等. 旋转尾翼弹箭极限圆锥运动稳定判据[J]. 兵工学报, 2019, 40(7): 1329-1338.
CHEN Liang, LIU Rong-zhong, GUI Rui, et al. Stability criteria for limiting conical motion of rotary fin-stabilized projectiles[J]. Acta Armamentarii, 2019, 40(7): 1329-1338.
- [13] 胡云龙, 黄德武, 赵德全, 等. 大长径比低旋尾翼稳定火箭弹最佳转速的确定[J]. 弹箭与制导学报, 2004(4): 48-51.
HU Yun-long, HUANG De-wu, ZHAO De-quan, et al. Determination of angular velocity of the slow-rotation of slender rockets with the fins[J]. Journal of projectiles rockets missiles and guidance, 2004(4): 48-51.
- [14] 和争春, 车竞, 肖涵山, 等. MF-1 弹道设计与蒙特卡罗飞行仿真[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(4): 201-206.
HE Zheng-chun, CHE Jing, XIAO Han-shan, et al. Trajectory design and Monte Carlo flight simulation for MF-1[J]. Acta aerodynamica sinica, 2019, 37(4): 201-206.
- [15] 张晓旻, 卢山, 王小妮. 飞行器滚转尾翼设计[J]. 兵器装备工程学报, 2017, 38(6): 40-43.
ZHANG Xiao-min, LU Shan, WANG Xiao-ni. Design and test of rolling tail for flight vehicle[J]. Journal of ordnance equipment engineering, 2017, 38(6):40-43.
- [16] 张晓旻, 李怀念, 程养民, 等. 自由滚转尾翼试飞器滚转特性分析[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(4): 307-309.
ZHANG Xiao-min, LI Huai-nian, CHENG Yang-min, et al. Analysis on rolling characteristics of test flight vehicle with free-rolling tail[J]. Journal of solid rocket technology, 2008, 31(4): 307-309.
- [17] 余奇华, 敬代勇. 旋转尾翼鸭式布局导弹数值模拟[J].

- 战术导弹技术, 2012(2): 16-19.
- YU Qi-hua, JING Dai-yong. Numerical simulation of a canard missile with a spinning tail fin[J]. Tactical missile technology, 2012(2): 16-19.
- [18] 雷娟棉, 居贤铭, 吴甲生. 自旋尾翼鸭式布局导弹的滚转特性[J]. 北京理工大学学报, 2004, 24(8): 657-659.
- LEI Juan-mian, JU Xian-ming, WU Jia-sheng. Rolling characteristics of canard-controlled missiles with a free-spinning tail[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2004, 24(8): 657-659.
- [19] HANIN M, NEUMEIER Y. Roll divergence of a canard-controlled missile with a freely spinning tail[J]. Journal of guidance control and dynamics, 2015, 9(6): 633-637.
- [20] 成大先. 机械设计手册[M]. 北京: 化学工业出版社, 1993.
- CHENG Da-xian. Mechanical design manual[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 1993.
- [21] 陈克俊, 刘鲁华, 孟云鹤. 远程火箭飞行动力学与制导[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.
- CHEN Ke-jun, LIU Lu-hua, MENG Yun-he. Flight dynamics and guidance of long-range rocket[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2014.
- [22] 张有济. 战术导弹飞行力学设计[M]. 北京: 宇航出版社, 1998.
- ZHANG You-ji. Flight mechanics design of tactical missile[M]. Beijing: Aerospace Press, 1998.
- [23] 李庆扬, 王能超. 数值分析[M]. 第4版. 武汉: 华中科技大学出版社, 2006.
- LI Qing-yang, WANG Neng-chao. Numerical analysis[M]. 4th edition. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology Press, 2006.